

와류 격자법에 의한 지면효과익의 성능 연구

정 광 호* · 장 중 희* · 전 호 환**
(98년 1월 4일 접수)

A Study on the Performance of the Wing In Ground Effect by a Vortex Lattice Method

Kwang-Hyo Chung* · Ho-Hwan Chun**

Key Words : Vortex Lattice Method(와류 격자법), Wing In Ground Effect(지면효과익), Lift (양력), Endplate(날개끝단판), Ground Clearance(비행고도), Wake Roll-up(후류 변형)

Abstract

A numerical simulation was done to investigate the performance of thin wings in close vicinity to ground. The simulation is based on Vortex Lattice Method(VLM) and freely deforming wake elements are taken into account for a sudden acceleration case. The parameters covered in the simulation are angle of attack, aspect ratio, ground clearance, sweep angle and taper ratio. In addition, the effect of the wing endplate on the ground effect is included. The wing sections used for present computations are uncambered, cambered and S-types. The present computational results are compared with other published computational results and experimental data.

1. 서 론

초고속선의 개발에 대한 관심이 전 세계적으로 증가함에 따라, 기존의 고속선의 속도를 훨씬 능가하는 상업용 지면효과익선에 대한 개발이 러시아, 호주, 중국, 독일, 일본, 미국, 그리고 한국 등에서 최근 시작되고 있다. 지면효과익선이란 지면효과를

이용하여 양항비를 증가시켜 해면 위를 날아감으로써 배와 비행기의 장점을 동시에 갖춘 경제적 효율성이 높은 새로운 개념의 해상수송수단이다. 지면효과익선은 일정한 비행고도를 유지하면서 바다 위를 비행함으로써 비행기에 비해서 운항경비가 적고, 구조적 설계가 간단하고, 공항과 같은 부수적인 사회간접시설의 건설이 필요 없다는 것과

* 학생회원, 부산대학교 조선공학과 대학원
** 정회원, 부산대학교 조선·해양공학과

대형사고의 위험이 적다는 장점들을 가지고 있다. 하지만, 지면효과익선의 상용화가 이루어지기 위해서는 높은 파고에서의 내항성과 초고속에서의 조종성과 종방향 안정성의 문제 등이 해결되어야 한다고 본다. 이러한 문제들이 해결된다면 지면효과익선은 1,000~1,500Km내의 연근해안에서 속도와 경제성이 우수한 미래의 초고속 해상 수송 수단으로서 각광을 받을 것으로 생각된다.

Katz¹⁾는 와류격자법(Vortex Lattice Method, 이후부터 VLM이라 함)을 이용하여 경주용 차에 부착된 양력면에 대한 지면효과에서의 거동을 해석하였고, Konstandinopoulos et al.²⁾과 Nuhait³⁾는 같은 방법을 이용하여 delta형 날개와 평판날개의 비정상 지면효과에 대해서 계산한 바 있으며, 그들은 VLM이 지면 가까이 비행하는 얇은 날개의 동역학적 거동을 해석하는데 있어서, 수치해석기법이 간단하고 적은 계산 시간으로 비교적 높은 정도의 해를 구할 수 있다고 보고하였다.

본 논문에서는 VLM을 이용하여 지면 가까이 비행하는 얇은 날개의 정상 및 비정상 동유체력을 계산하였다. 날개의 비행으로 발생하는 자유수면의 변형은 미소하여 지면효과익의 유체력에 영향을 미치지 않는 것으로 가정하고, 자유수면을 평평한 강체벽으로 다루어 경상법을 이용하였다. 날개의 지면효과에 영향을 주는 변수들에 대한 수치실험결과를 다른 수치해석결과 및 실험결과와 비교하여 본 방법이 지면효과익선의 성능해석에 유용하게 사용되어질 수 있는지를 확인하였다.

2. 문제의 정식화

비행하는 날개의 좌표를 정의하기 위해서 Fig.1에서 보여주는 바와 같이 날개고정좌표계[0-xyz]와 공간고정좌표계[0-XYZ]가 정의된다. 날개고정좌표계의 원점 0는 공간고정좌표계의 좌표로 표현될 수 있고, t=0에서 날개고정좌표계와 공간고정좌표계의 원점은 일치한다고 가정되어진다. t > 0일 때, 날개고정좌표계 원점의 상대적 운동은 $R_0(t)$ 와 $\Theta(t)$ 로 표현되어진다.

$$R_0(t) = (X_0, Y_0, Z_0)$$

$$\Theta(t) = (\phi, \theta, \psi)$$

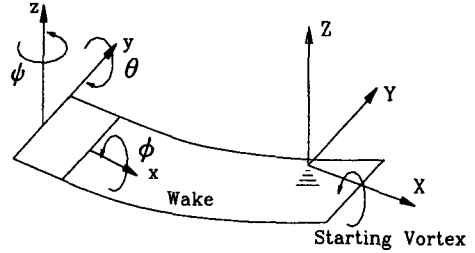


Fig.1 Coordinate System

날개고정좌표 \vec{v} 계에서 날개의 운동에 의한 날개 표면에서 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{v} = -[\vec{V}_0 + \vec{v}_r + \vec{\Omega} \times \vec{r}] \quad (1)$$

$\vec{V}_0 = (X_0, Y_0, Z_0)$: 날개고정좌표계 원점의 속도

$\vec{\Omega} = (\phi, \theta, \psi)$: 날개고정좌표계의 회전속도

$\vec{r} = (x, y, z)$: 날개고정좌표계에서의 위치벡터

$\vec{v}_r = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$: 날개고정좌표계에서 날개의 속도

0-xyz좌표계에서 시간미분은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t_{inertial}} = -[\vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r}] \cdot \left(\frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial t_{body}} \quad (2)$$

날개의 고체경계면과 후류면을 제외한 날개 주위의 유체는 비점성, 비회전성 그리고 비압축성으로 가정된다. 유체 영역에서 질량보존의 법칙이 성립되어야 하므로 지배방정식은 공간고정좌표계에서 아래와 같이 속도포텐셜 ϕ 로 표현되는 Laplace 방정식으로 나타난다.

$$\nabla_R^2 \phi = 0 \quad (3)$$

식(3)은 날개고정좌표계에서도 만족한다.

$$\nabla_r^2 \phi = 0 \quad (4)$$

경계조건은 다음과 같이 정의된다.

1) 날개의 고체벽면에서 유체의 비침투조건

$$(\nabla\phi + \vec{V}_0) \cdot \hat{n} = 0 \quad (5)$$

2) 무한원방에서의 교란속도 정지조건

$$\nabla\phi_{r \rightarrow \infty} \rightarrow 0 \quad (6)$$

Kelvin 이론에 의해서 포텐셜흐름 내에서는 회전운동량은 변하지 않으므로, 날개와 날개후류주위의 유체 내에서 순환 Γ 는 보존되어야한다.

$$\frac{d\Gamma}{dt} = 0 \quad (7)$$

양력면을 지나는 흐름은 날개의 후연에서만 이탈된다고 가정하여, Kutta 조건이 날개의 후연을 따라서 만족되어야 한다.

$$\nabla\phi < \infty, \text{ at the trailing edge} \quad (8)$$

경계면 S로 둘러싸인 유체영역에서의 Laplace방정식을 만족하는 포텐셜 ϕ 는 다음의 Green 정리를 만족한다.

$$\phi(x, y, z, t) = \int_S \left[\phi \frac{\partial G}{\partial n} - G \frac{\partial \phi}{\partial n} \right] dS \quad (9)$$

$$\text{단, } G(x, y, z; x', y', z') = -\frac{1}{4\pi} \left(\frac{1}{r} + \frac{1}{r'} \right)$$

$$r = \sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z-z')^2}$$

$$r' = \sqrt{(x-x')^2 + (y-y')^2 + (z+z')^2}$$

(x, y, z) : Field point

(x', y', z') : Singularity point

식(9)의 첫 번째 항은 다이폴(dipole)의 분포를 나타내므로, 이 항은 보오텍스(vortex)성분으로 표현될 수 있다⁴⁾. 순환 Γ 를 가지는 보오텍스 선 요소 dl 에 의한 임의의 점 (x, y, z) 에서의 유기속도 $\Delta \vec{q}$ 는 Biot-Savart 법칙에 의해서 식(10)으로 구할 수 있다.

$$\Delta \vec{q}(x, y, z) = \frac{-1}{4\pi} \Gamma(x, y, z) \frac{\mathbf{r} \times d\mathbf{l}}{r^3} \quad (10)$$

식(9)의 두 번째 항은 소오스(source)의 분포로서 날개의 두께영향만을 고려하므로, 얇은 날개에

서는 무시하여 보오텍스 분포만 고려한 해를 얻을 수 있다. 비정상 와류격자법은 식(9)의 보오텍스 항을 이용하여 식(3)과 (6)은 자동적으로 만족시킬 수 있다. 따라서, 날개의 경계면과 후류면을 각각 고정와류면과 자유와류면으로 표현할 수 있다.

3. 적분 방정식의 이산화

날개면과 후류를 보오텍스 격자 성분으로 표현한 것을 Fig.2에서 보여준다. 보오텍스 격자의 전연부는 각 패널(panel)의 1/4 지점에 위치하고, 계산점은 각 패널의 3/4 지점에 위치하는데 이 점은 각 보오텍스 격자의 중점과 일치한다. 경계조건은 각 계산점에서 만족되어야한다.

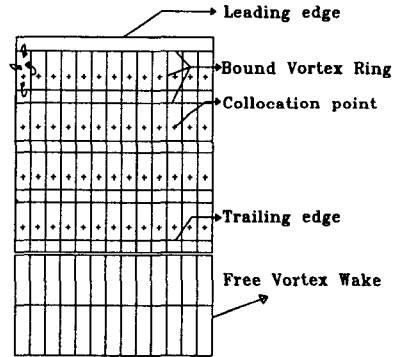


Fig.2 Vortex Lattice model in VLM

후류 보오텍스 격자의 모서리 점들은 각 시간단계에서 생성되어야만하고, 이전 시간단계에서 날개의 후연에서 생성된 후류의 강도($\Gamma_{T.E. t-\Delta t}$)가 후류 보오텍스 격자의 강도(Γ_w)가 된다.

$$\Gamma_{w_i} = \Gamma_{T.E. t-\Delta t} \quad (11)$$

날개면과 후류면을 보오텍스 격자 성분으로 이산화한 뒤 경계조건을 각 계산점에 적용하여 다음의 선형방정식을 세운다.

$$[A_{i,j}][\Gamma_k] = [DW_k] - [WW_k] \quad (12)$$

$[A_{i,j}]$: 영향계수 행렬

[DW_k]: 균일유입유동 U_∞ 에 의해서 유기된 계산점에서의 법선방향 속도

[WW_k]: 후류에 의해서 유기된 계산점에서의 법선방향 속도

날개의 형상이 시간에 대해서 변하지 않는다면 행렬 [$A_{i,j}$]는 한번만 계산되어지고, 우변의 행렬 [WW_k]는 각 시간단계마다 결정되어야만 한다. 자유후류면의 보오텍스 강도는 각 시간단계마다 날개의 후연에서 결정되어진다. 순환의 분포는 식 (12)로부터 구할 수 있고, 면적 S_i 를 가지는 각 패널의 압력차 Δp_i 는 비정상 Bernoulli 방정식을 이용해서 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta p &= p_l - p_u \\ &= \rho \left[\left(\frac{Q_l^2}{2} \right)_u - \left(\frac{Q_l^2}{2} \right)_l + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} \right)_u - \left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} \right)_l \right] \end{aligned} \quad (13)$$

단, Q_i 는 날개면에 분포된 보오텍스에 의해서 유기된 속도이고, u 와 l 은 날개의 윗면과 아랫면을 의미한다. 각 패널에서 구해진 힘은 다음 식과 같다.

$$\Delta \vec{F}_i = -(\Delta p \Delta S)_i \vec{n}_i \quad (14)$$

양력, 유기저항과 종방향(chordwise) 모멘트(날개 전연에서 0.25c지점에서)계수들은 $\Delta \vec{F}_i$ 을 날개면을 따라서 적분함으로써 구할 수 있다.

$$C_L = \frac{\sum_{i=1}^K \Delta F_i \cos \alpha_i}{0.5 \rho U_\infty^2 S} \quad (15)$$

$$C_D = \frac{\sum_{i=1}^K \Delta F_i \sin \alpha_{ii}}{0.5 \rho U_\infty^2 S} \quad (16)$$

$$C_{M c/4} = \frac{\sum_{i=1}^K \Delta F_i (0.25c - x_i)}{0.5 \rho U_\infty^2 S c} \quad (17)$$

단, α_i, α_{ii} 는 각각 날개의 양각과 downwash에 의해 유기된 각(induced angle)을 의미한다. Downwash에 의해 유기된 각(α_{ii})은 날개면과 후류의 종방향 보오텍스 성분에 의해 유기된 downwash와 입사류의 속도 V_∞ 의 사잇각을 의미한다.

4. 수치 계산 및 토론

Fig.3는 평판날개(Asspect Ratio, A.R.=1.)의 격자수 변화에 따른 양력계수의 변화를 보여준다. 종방향으로 4개, 횡방향(spanwise)으로 13개의 격자수(4×13)를 가질 때 수치계산의 결과가 수렴함을 보여준다.

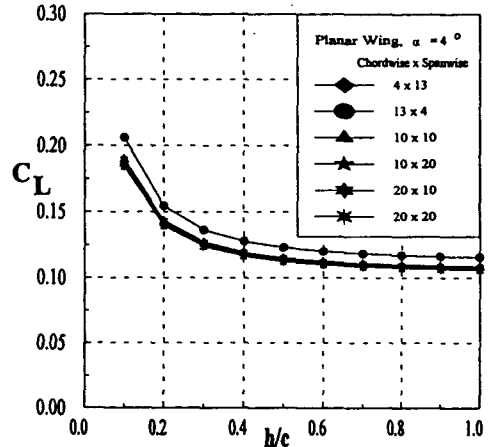


Fig.3 Sensitivity with the number of panels

A.R.=1.인 평판날개는 4×13의 격자수로 계산하고, 날개의 확장비(A.R.)의 변화에 따라 확장비의 증가비만큼 횡방향의 격자수를 증가시켰다. 그리고 캠버를 가진 날개는 종방향의 격자수를 다소 증가시켜서 계산의 정도를 향상시켰다.

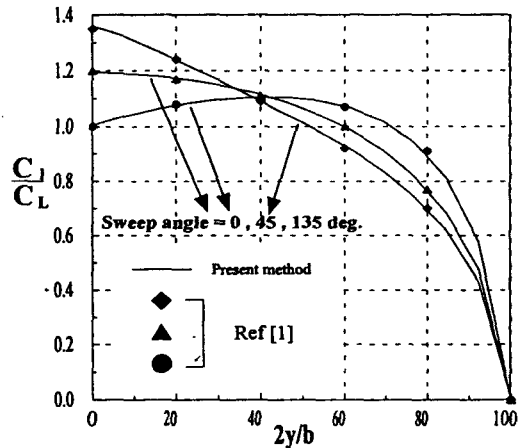


Fig. 4 Calculated spanwise loading of planar wings with 3 sweep angles in unbounded flow

날개의 형상에 따른 양력분포의 변화를 Fig.4 와 5에서 보여준다. Fig.4에서는 날개가 지면의 영향을 받지 않을 때 sweep각을 가진 날개의 횡방향 양력분포를 참고문헌¹⁾의 결과와 비교하였다. 평판 날개의 sweep각(Λ)이 0° , 45° , 135° 일 때 두 수치계산 결과가 잘 일치함을 알 수 있다. 전방으로 sweep된 날개($\Lambda = 135^\circ$)는 날개의 횡방향 중심에서 높은 양력분포를 가지고, 후방으로 sweep된 날개($\Lambda = 45^\circ$)는 날개의 끝단에서 높은 양력의 분포를 주어 서로 반대의 경향을 나타낸다. 날개의 총 양력이 같을 때, 전방으로 sweep된 날개가 후방으로 sweep된 날개에 비해서 횡방향 굽힘 모멘트가 작기 때문에 전방으로 sweep된 날개가 구조적으로 유리하다고 생각되어진다. 또한, 전방으로 sweep된 날개는 횡방향 중심에서 실속이 먼저 발생하고, 후방으로 sweep된 날개는 날개의 끝단에서 실속이 먼저 발생하기 때문에, 날개가 후방으로 sweep된 각을 가질 경우 날개에 taper비를 주어 날개끝단에서의 실속을 방지하고 횡방향 굽힘 모멘트와 Rolling 모멘트를 줄인다. 날개의 taper비는 아래의 식에 의해서 정의되어진다.

$$\lambda = \frac{c(y=b/2)}{c(y=0)}$$

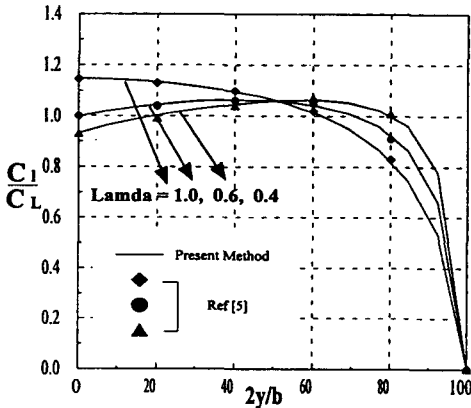


Fig.5 Calculated spanwise loading of planar wings with 3 taper ratios in unbounded flow

Fig.5는 taper비에 의한 횡방향의 양력분포의 변화를 참고문헌⁵⁾의 결과와 비교하였다. Taper비가 작을수록 날개끝단에서 양력은 감소하지만, 날개끝

단으로 갈수록 chord길이가 짧아지기 때문에 국부 양력계수는 증가한다.

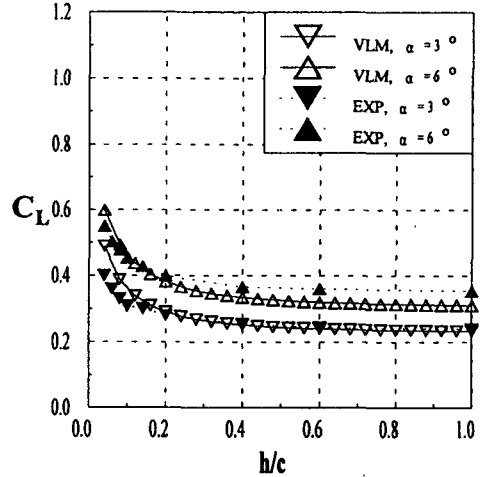


Fig.6-a Thickness 11%

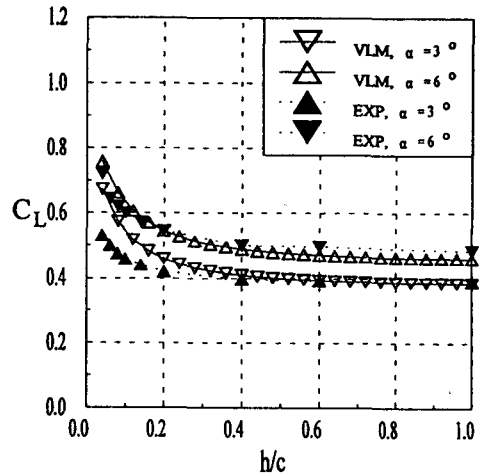


Fig.6-b Thickness 22%

Fig.6 C_L Variation of Glen Martin Wing

Fig.6은 11%와 22% 두께를 가지는 Glen Martin 익형의 실험결과⁶⁾와 계산결과를 비교한 그림이다. 지면효과가 없을 때 $\alpha = 3^\circ$ 에서는 두 값이 거의 일치하나, α 가 증가한 경우는 실험값이 다소 큰 값을 주고 있다. 날개가 지면에 아주 가까이 접근할수

록 VLM에 의한 계산값이 실험값보다 다소 큰 경향을 보이고 있다. 이에 대한 원인으로서는 이론에서 가정한 점성의 무시, 비압축성 및 선형화이론등의 한계가 아닌가 생각되며, Fig.9를 설명할 때 자세히 언급해 두었다. 다만 두께를 무시한 VLM의 계산결과와 두 가지 다른 두께를 가진 날개에 대한 실험결과와의 비교에서 두께가 날개의 양력과 지면효과에 큰 영향을 주지 않는다고 유추할 수 있다고 본다.

최대 캠버비가 4%인 날개의 양력 대 유기항력비(L/D_i)를 Day⁸⁾의 계산결과와 비교하여 Fig.7에서 보여준다. 두 계산 결과가 서로 비슷함을 보여주며 지면 가까이에서 양각이 적을 때 확장비가 클수록 양항비(L/D_i)가 증가함을 알 수 있다.

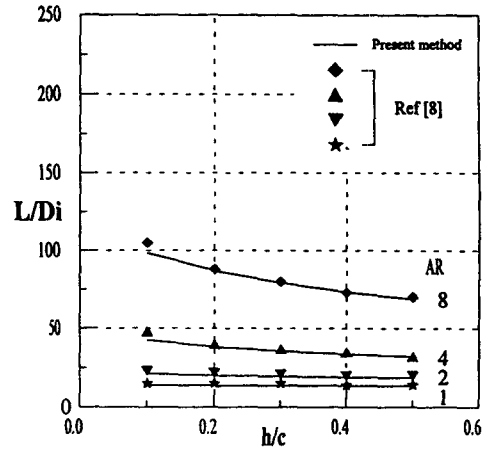


Fig.7-c Angle of attack = 4°

Fig.7 Lift to Drag ratios for rectangular wing of 4% Max. camber

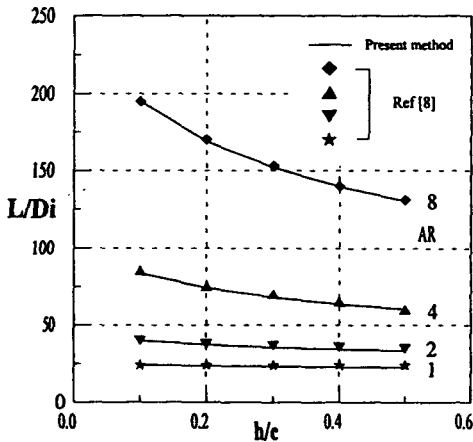


Fig.7-a Angle of attack = 0°

Chun et al.¹⁰⁾은 고정지면을 사용해서 날개 단면 변화와 날개끝단판의 부착 유무에 따른 광범위한 풍동 실험결과를 발표하였다. 그 중의 하나가 S형의 평균 캠버를 가지는 DHMTU(Department of Hydromechanics of the Marine Technical University Saint Petersburg)단면으로서 본 논문의 계산 결과와 비교하였다. 날개끝단판이 양력에 미치는 영향을 조사하기 위해서 2가지 형태의 날개끝단판을 이용하였다. A형의 날개끝단판은 날개의 후연으로부터 날개끝단판 바닥까지의 높이가 0.05c이고, B형의 날개끝단판은 0.1c이다[Fig.8참조]. 날개의 양각이 변하더라도 날개끝단판의 바닥은 지면과 평행하게 하였다. 즉, 날개끝단판을 부착한 날개의 양각이 변할 때 양각에 따라 날개끝단판을 각각 따로 제작하여 부착하였다. 비행높이 h는 날개끝단판이 없는 경우 지면에서 날개후연까지의 거리이고, 날개끝단판을 부착한 경우 지면에서 날개끝단판 바닥까지의 거리이다[Fig.8참조].

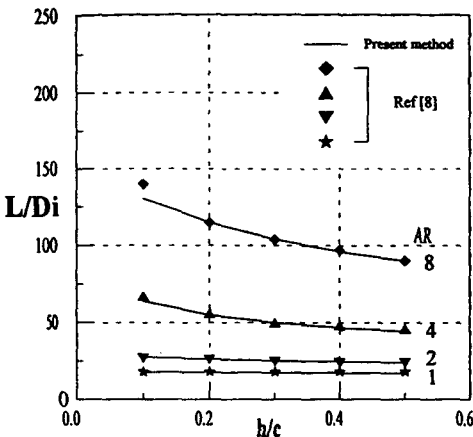


Fig.7-b Angle of attack = 2°

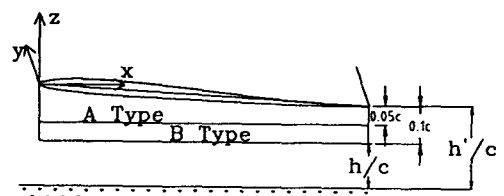


Fig.8 Two types of endplate(A, B)

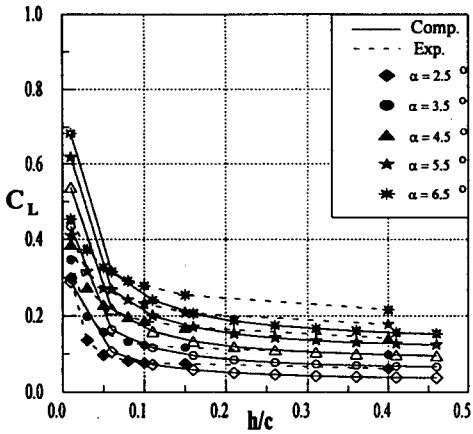


Fig.9-a Without Endplate

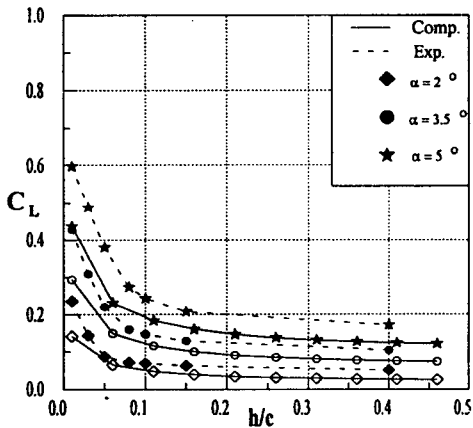


Fig.9-b With Endplate A

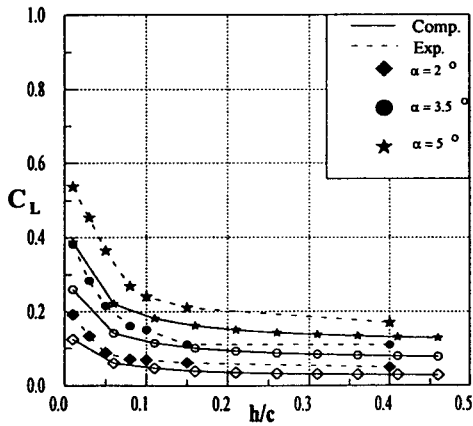


Fig.9-c With Endplate B

Fig.9 C_L variation of DHMTU wing with h/c

Fig.9에서 실험결과와 계산결과 모두 날개의 양각이 증가할수록, 또한 지면에 접근할수록 양력계수가 증가함을 보여준다. 한편 날개끝단판의 부착은 지면효과를 향상시키는 효과가 있음을 알 수 있다. 이는 크게 2가지로 해석할 수 있다. 하나는 날개끝단판의 부착이 날개끝단 밑면에서 위로 올라가는 와류를 억제해주는 효과, 즉 날개의 유효확장비(effective A.R.)를 증가시켜 주기 때문이다. 또 다른 하나는 잘 알려진 바대로 날개의 끝단판이 날개의 밑면과 지면사이에 공기를 가두어 정체시킴으로써 압력(RAM압)을 증가시키기 때문이다.

실험결과와 계산결과와의 비교에서 양각이 증가할수록 또한 지면에 더욱 가까이 접근할수록 두 결과의 차이가 증대됨을 알 수 있다. 지면에서 멀어질수록 계산결과가 실험결과보다 다소 적음을 알 수 있고 이는 양각이 증가할수록 증폭됨을 알 수 있다. 그러나 지면에 접근할수록 날개끝단판이 없을 때는 계산결과가 실험결과보다 크며 날개끝단판이 있을 때는 계산결과가 실험결과보다 작음을 알 수 있다.

이에 대한 원인은 실험에서의 오차 및 이론에서 가정한 비점성, 비압축성 및 선형화의 한계가 아닌가 생각된다. 실험에서의 오차는 Chun et al.¹⁰⁾의 실험이 고정된 지면을 사용하였기 때문에 날개가 지면에 아주 가까이 있을 때는 지면에서 생성된 경계층의 효과가 포함되어 있다고 보여진다. 참고로 Chun et al.¹⁰⁾은 경계층의 두께는 3cm인 것으로 보고 하였다. 특히 비점성과 비압축성의 가정은 날개끝단판이 부착된 날개가 지면에 아주 가까이 있을 때의 정량적인 해석에 걸림돌이 되는 것으로 생각된다. 하지만 VLM의 계산결과가 양각의 변화 및 날개끝단판의 부착 유무와 지면에서의 높이 변화에 따른 양력값의 변화를 정성적으로 추정할 수 있는 것으로 생각된다.

위에서 언급한 바와 같이 날개끝단판의 부착은 양력을 상당히 증가시키는 효과가 있는데, Fig.9에서 보여주는 바와 같이, $\alpha = 3.5^\circ$ 의 경우 같은 비행높이(h/c)에서 날개끝단판을 부착한 날개는 날개끝단판의 높이만큼 날개의 아랫면이 지면과 더 떨어져 있음에도 불구하고 날개끝단판을 부착하지 않은 날개의 양력보다 큰 것을 알 수 있다. 이러한

날개끝단판의 영향은 날개의 비행높이 개념을 달리하여 비교한 Fig.10에서 더 자세히 알 수 있다. Fig.10에서는 Fig.8에서 보여주는 바와 같이 비행높이를 지면에서 날개후연까지의 거리 (h'/c)로 정의하였다. 실제의 운항고도범위($h'/c=0.1$ 부근)에서 날개끝단판 B형의 경우가 가장 큰 양력을 가짐을 알 수 있다. 그러므로, 날개가 실제 해상을 비행할 때, 날개끝단판을 부착한 날개가 부착하지 않은 날개에 비해서 파도의 영향을 적게 받고 높은 양력을 얻을 수 있음을 알 수 있다. 하지만, 지면효과익선이 최적의 상태로 운항하기 위해서 이러한 날개끝단판의 높이와 형태에 대한 연구가 더 필요할 것으로 생각되어진다.

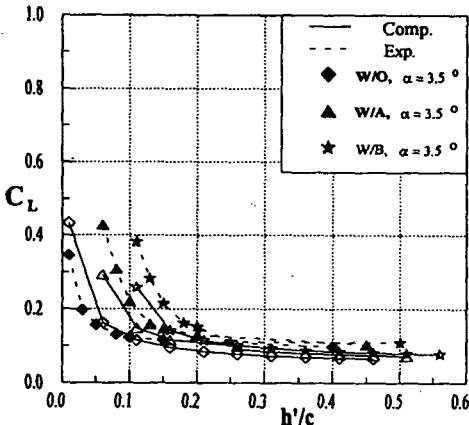


Fig.10 C_L variation of DHMTU wing with h'/c

20인승 지면효과익선을 설계하고 광범위한 풍동 실험을 수행하여 실험결과의 일부가 Shin et al.¹¹⁾에 의해 발표되었다. Fig.11은 20인승 지면효과익선의 동체 전체 양각변화에 따른 양력의 변화에 대해서 계산결과와 실험결과의 비교를 보여주고 있다.

h/c 가 증가할수록 계산값이 실험값보다 다소 적으나 정성적으로는 두 결과가 비슷함을 보여주고 있으며, 따라서 VLM에 의한 계산결과가 지면효과익선 전체의 성능해석에도 활용될 수 있음을 보여주고 있다.

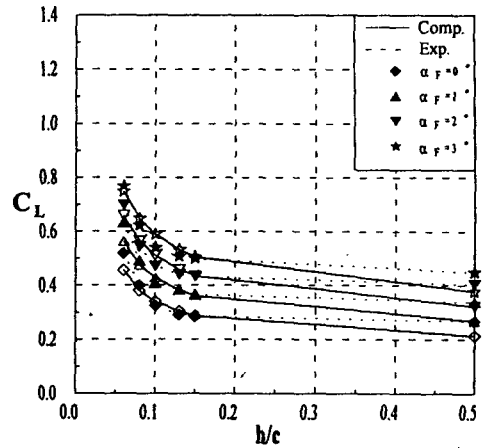


Fig.11 C_L variation of 20 Passenger WIG Craft

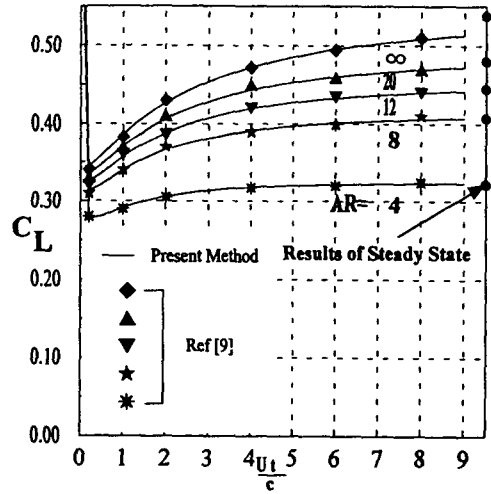


Fig.12 Transient C_L variation with time, rectangular wing that is suddenly started with a constant speed forward flight.

$$\frac{U_\infty \Delta t}{c} = \frac{1}{16}, \alpha = 5^\circ$$

평판날개가 무한원방에서 일정한 속도로 갑자기 가속되어질 때 확장비의 변화에 따른 양력계수의 변화를 참고문헌⁹⁾의 계산결과와 함께 Fig.12에서 보여준다. 날개가 갑자기 일정속도로 가속되는 동안 첫 시간단계에서 $\partial\phi/\partial t$ 항의 기여도가 아주

크기 때문에 날개의 비행속도가 정상상태에 도달한 직후에 starting 보오텍스의 영향으로 양력계수가 떨어진다. 날개확장비가 작을수록 초기 양력 손실이 감소하고, 정상상태에 도달하는 시간이 짧아진다.

Fig.13은 시간에 대한 유기저항의 변화를 보여주는데, 양력의 변화와 같이 날개확장비가 작을수록 정상상태에 빨리 도착하는 것을 알 수 있고, 시간이 충분히 경과한 후 정상상태에 도달한 2차원 날개(A.R.=∞)의 유기항력은 포텐셜흐름 내에서 존재하지 않는다.

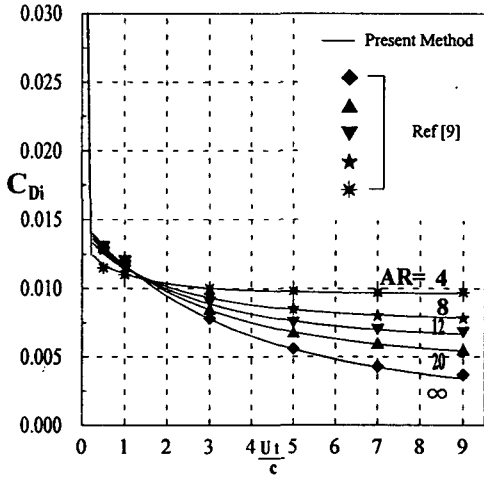


Fig.13 Transient C_{Di} variation with time, rectangular wing that is suddenly started with a constant speed forward flight.

$$\frac{U_{\infty} \Delta t}{c} = \frac{1}{16}, \alpha = 5^{\circ}$$

Fig.14는 평판날개 후류의 형상을 보여준다. 후류를 자유와류면으로 하여 날개후연에서만 이탈한다고 가정하였다. 날개가 지면효과를 벗어났을 때 ($h/c=1.0$), 후류의 뒷모습은 날개에서 지면방향으로 포물선 형상을 하며 날개끝단에서 안쪽으로 변형되지만, 지면의 영향을 받을 때($h/c=0.2$)에는 후류가 지면에 반사되어 뒷모습에서는 평평한 형상을 하며 옆으로 퍼지면서 날개끝단의 바깥쪽으로 흘러 나가는 것을 보여준다.

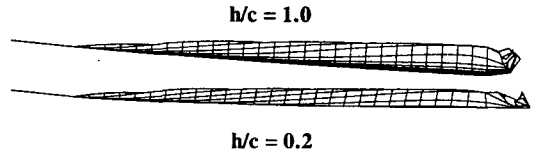


Fig.14-a Side View

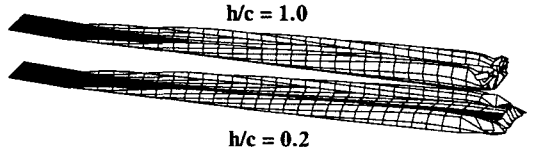


Fig.14-b Oblique view

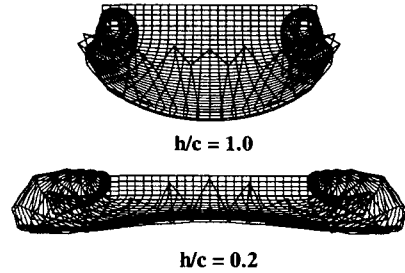


Fig.14-c Back view

Fig.14 The wake roll-up of a rectangular wing at a sudden acceleration $AR = 1.0$, $\alpha = 5^{\circ}$

5. 결론

VLM을 이용해서 지면효과익과 지면효과익선의 동역학적 특성을 연구하였다. 본 수치계산의 결과를 같은 방법을 이용하여 발표된 결과와 비교하여 아주 잘 일치함을 보였고, 얇은 날개에 대한 광범위한 실험결과와 비교하였다. 발표된 참고문헌의 일반적인 결론과는 다르게 날개가 지면 가까이 비행할 때의 수치결과는 실험결과와는 정량적인 면에서 다소의 차이가 있었다. 본 계산방법에서는 날개의 두께의 영향을 무시하고, 유체의 점성과 압축성을 고려하지 않았기 때문에 실제현상과는 어느 정도 차이가 난다고 생각되어진다. 하지만, 본 계산방법은 수치계산의 간편성으로 인해 빠른 시간 내에 날개의 동역학적 특성을 정성적으로 추정할 수

있다고 생각된다.

참고문헌

- 1) Katz, J. "Calculation of the Aero dynamic Force on Automotive Lifting Surface", ASME Journal of Fluids Engineering, vol.107, pp. 438-443, 1985.
- 2) Konstadinopoulos, P. et al., "A Vortex Lattice Method for general, Unsteady Aerodynamics", Journal of aircraft, vol. 22, NO. 1, pp. 43-49.
- 3) Nuhait A. O. and Mook, D. T. "Numerical Simulation of Wings in Steady and Unsteady Ground Effects", Journal of Aircraft, vol. 26, NO. 12, pp.1081-1089, Dec. 1989
- 4) Hess, John L. "Calculation of Potential Flow about Arbitrary 3-D Lifting Bodies", Report No. MCD J5679-01, McDonell Douglas, Oct. 1972.
- 5) Bertin J. J. and Smith, M. L. "Aerody-namics for Engineers", 2nd Edition, Prentice Hall, pp. 258, 1989.
- 6) Carter A.W., "Effect of Ground Proximity on the Aerodynamic Characteristics of Aspect Ratio 1 Airfoils with and without Endplates", NASA TN D-970, 1961
- 7) Maskew, B., "Program VSAERO, A Com-puter Program for Calculating the Non-linear Aerodynamic Characteristics of Arbitrary Configurations", NASA CR-166476, Nov. 1982.
- 8) Day, Alexander H. and Doctors, Lawrence J. "A Study of the Efficiency of the Wing-In-Ground-Effect Concept", Proce-edings of Workshop on Twenty-First Century Flying Ships, Nov. 1995.
- 9) Katz, J. and Plotkin, A., "Low-Speed Aerodynamics from theory to Panel Method", Mcgraw-Hill, 1991.
- 10) Chun H.H. et al, "Wind Tunnel Test Results of the Ground Effects of Three Thin Wing Sections with Various Endplate Shapes', Unpublished Confidential Report(in Korean), March 1997
- 11) Shin M.S. et al., "Wind Tunnel Test Results for Eight and twenty Passenger Class Wing in Ground Effect Ships", Proc. of FAST'97, Sydney, July 1997